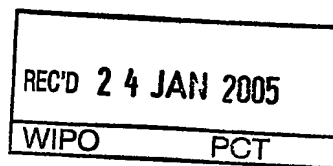




PCT/FR 2004 / 002800

16 NOV. 2004

BREVET D'INVENTION

CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION**COPIE OFFICIELLE**

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le 04 NOV. 2004

Pour le Directeur général de l'Institut
national de la propriété industrielle
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

DOCUMENT DE PRIORITÉ

PRÉSENTÉ OU TRANSMIS
CONFORMÉMENT À LA
RÈGLE 17.1.a) OU b)

BEST AVAILABLE COPY

INSTITUT
NATIONAL DE
LA PROPRIÉTÉ
INDUSTRIELLE

SIEGE
26 bis, rue de Saint-Petersbourg
75800 PARIS cedex 08
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23
www.inpi.fr



re dépôt

26 bis, rue de Saint Pétersbourg - 75800 Paris Cedex 08

Pour vous informer : INPI DIRECT

N° Indigo 0 825 83 85 87

0,15 € TTC/mn

Télécopie : 33 (0)1 53 04 52 65

Réservé à l'INPI

**BREVET D'INVENTION
CERTIFICAT D'UTILITÉ**

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI



N° 11354*03

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE
page 1/2

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DS 540 0 W / 030103

REMISE DES PIÈCES

DATE

4 NOV 2003

LIEU

75 INPI PARIS 34 SP

N° D'ENREGISTREMENT

0312914

NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI

DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE

- 4 NOV. 2003

PAR L'INPI

**1 NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE
À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE**

CABINET PLASSERAUD

84, rue d'Amsterdam
75440 PARIS CEDEX 09

Vos références pour ce dossier

(facultatif)

BFF030375

Confirmation d'un dépôt par télécopie

☐ N° attribué par l'INPI à la télécopie**2 NATURE DE LA DEMANDE**

Cochez l'une des 4 cases suivantes

Demande de brevet

☒

Demande de certificat d'utilité

☐

Demande divisionnaire

☐

Demande de brevet initiale

N°

Date

ou demande de certificat d'utilité initiale

N°

Date

Transformation d'une demande de
brevet européen *Demande de brevet initiale*☐

N°

Date

3 TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)

CONTROLE D'ATTITUDE DE SATELLITES EN PARTICULIER AGILES A NOMBRE REDUIT DE GYRODYNES.

**4 DÉCLARATION DE PRIORITÉ
OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE
LA DATE DE DÉPÔT D'UNE
DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE**

Pays ou organisation

Date

N°

Pays ou organisation

Date

N°

Pays ou organisation

Date

N°

☐ S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»**5 DEMANDEUR (Cochez l'une des 2 cases)**☒ Personne morale ☐ Personne physiqueNom
ou dénomination sociale

EADS ASTRIUM SAS

Prénoms

Forme juridique

Société par Actions Simplifiée

N° SIREN

342360054

Code APE-NAF

Domicile

Rue

37, avenue Louis Breguet 78140 VELIZY VILLACOUBAY

ou

siège

Code postal et ville

Pays

FRANCE

Française

Nationalité

N° de téléphone (facultatif)

N° de télécopie (facultatif)

Adresse électronique (facultatif)

☐ S'il y a plus d'un demandeur, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»Remplir impérativement la 2^{ème} page

La loi n°78-17 du 6 janvier 1978 relative à l'informatique, aux fichiers et aux libertés s'applique aux réponses faites à ce formulaire. Elle garantit un droit d'accès et de rectification pour les données vous concernant auprès de l'INPI.

« CONTRÔLE D'ATTITUDE DE SATELLITES EN PARTICULIER AGILES A NOMBRE REDUIT DE GYRODYNES »

L'invention concerne le contrôle d'attitude de satellites par échanges de moments cinétiques fournis par une pluralité d'actionneurs inertiels à organes rotatifs montés sur la plate forme des satellites.

L'invention concerne plus particulièrement un procédé et un système de contrôle d'attitude de satellites dits agiles, c'est-à-dire capables de manœuvres d'attitude très rapides, équipés d'un système de contrôle d'attitude comprenant au moins deux gyrodynes.

On sait qu'un gyrodyne, également appelé actionneur gyroscopique et souvent désigné par le sigle CMG (Control Moment Gyro), se différencie des roues de réaction, couramment utilisées pour commander l'attitude d'un satellite par échange de moments cinétiques, en ce que le gyrodyne comporte une toupie entraînée (par un moteur) en rotation autour d'un axe de rotation lui-même fixé sur un support, dénommé cardan, orientable (par au moins un autre moteur) autour d'au moins un axe cardan fixe par rapport à la plate-forme du satellite, l'axe de rotation de la toupie évoluant perpendiculairement à l'axe cardan, alors qu'une roue de réaction est entraînée (par un moteur) en rotation à vitesse variable autour d'un axe de rotation fixe par rapport à la plate-forme du satellite.

Les procédés et systèmes de contrôle d'attitude de satellites agiles de l'état de la technique comprennent généralement une grappe de trois ou quatre gyrodynes délivrant de forts couples suivant les trois axes du satellite.

Un procédé également bien connu consiste à utiliser deux gyrodynes tête bêche (leurs moments cinétiques étant égaux en module et opposés en direction) pour réaliser des couples dans une direction, en l'occurrence la bissectrice desdits moments cinétiques.

Par ailleurs, les brevets US-5,681,012 et US-6,360,996 décrivent un procédé utilisant deux gyrodynes pour réaliser des couples suivant deux axes distincts.

A cet effet, et en référence à la figure 1, qui représente schématiquement la disposition des deux gyrodynes par l'orientation de leurs axes cardan et vecteurs moments cinétiques développés par rapport au trièdre orthogonal de référence (X, Y, Z), les axes cardan A1 et A2 des deux gyrodynes sont montés dans le plan défini par les deux axes X et Y du trièdre, ce plan (X, Y) étant orthogonal à l'axe Z, qui est par exemple l'axe de pointage d'un instrument embarqué sur le satellite et qu'il s'agit de basculer. L'angle φ entre les deux axes cardan A1 et A2, doit impérativement être non nul pour obtenir l'effet recherché. Selon les deux brevets US précités, l'angle φ préféré est de 120° . Les moments cinétiques \vec{H}_1 , et \vec{H}_2 des deux gyrodynes sont ainsi contraints d'évoluer respectivement dans les plans P1 et P2, orthogonaux respectivement à A1 et A2, et formant entre eux le même angle φ . En position canonique, les moments cinétiques \vec{H}_{1can} et \vec{H}_{2can} des deux gyrodynes sont avantageusement alignés dans une configuration tête bêche selon l'axe Z, de sorte que le moment cinétique total de la paire de gyrodynes est nul. Cet agencement est appelé « en paire de ciseaux biaisés » (« skewed scissor pair »).

Partant de cette configuration canonique, les moments cinétiques \vec{H}_1 , et \vec{H}_2 des gyrodynes sont pivotés chacun autour de leur axe cardan A1 ou A2 respectif, de telle façon que le couple résultant ait nominalelement une composante nulle suivant l'axe Z, sans quoi au moins un troisième actionneur, agissant suivant l'axe Z, devrait compenser cette composante, qui pourrait être élevée du fait que les couples délivrés par les gyrodynes sont très importants.

Pour que cette composante suivant l'axe Z soit nulle, il est nécessaire de contraindre l'évolution temporelle des angles de rotation L1 et L2 donnés respectivement aux deux gyrodynes, autour de leur axe cardan respectif A1 et A2, à partir de la position canonique.

Plus précisément, selon US-5, 681,012, il faut que:

$$\frac{dL1}{dt} \cdot \sin (L1) = \frac{dL2}{dt} \cdot \sin (L2)$$

c'est-à-dire, en intégrant :

$$\cos (L1) = \cos (L2) + \text{constante},$$

5 la constante étant nulle car $L1 = L2 = 0$ à l'instant $t = 0$.

En conséquence, pour que le procédé de contrôle selon US-5,681,012 puisse être mis en œuvre, il est indispensable que les angles de rotation des gyrodynes, à partir de leur position canonique, soient égaux en valeur absolue, leur signe pouvant être identiques ($L1 = L2$) ou opposés ($L1 = -L2$). Le biais des
10 axes cardans A1 et A2 d'un angle φ non nul assure alors la réalisation de couples dans deux directions U1 et U2 différentes du plan (X, Y), selon que les signes desdits angles de rotation sont les mêmes ou qu'ils sont opposés, comme décrit de manière détaillée dans US-5,681,012, auquel on se reportera avantageusement pour davantage de précisions à ce sujet.

15 Cependant, il est important de noter que, par principe, la réalisation de ces deux couples ne peut se faire, selon ce procédé connu, que de façon séquentielle, et ne peut pas être simultanée, car on ne peut avoir en même temps $L1 = L2$ et $L1 = -L2$.

La première conséquence de ce système et procédé connus est la non
20 contrôlabilité selon les trois axes du système aux petits angles. D'autres actionneurs doivent être utilisés pour pallier cet inconvénient. De plus, pour basculer l'axe Z autour d'un axe quelconque U du plan (X, Y), il convient de décomposer la rotation R (U) autour de l'axe U en un produit de deux rotations, dont la première s'effectue autour de l'axe U1 (R (U1)), et la seconde selon l'axe
25 U2 (R (U2)).

Ainsi, pour réaliser la rotation R(U), le satellite sera d'abord basculé suivant U1 pour réaliser la rotation R (U1), puis suivant U2 pour réaliser la rotation R (U2), avec une phase d'arrêt entre les deux rotations.

Les limitations de ce procédé sont donc une non contrôlabilité aux petits angles, ainsi qu'une sous-optimalité importante de la réalisation de manœuvres aux grands angles.

5 Le brevet US-6,360,996 porte sur des perfectionnements apportés au procédé selon US-5,681,012. Le principe de base, à savoir la configuration en paire de ciseaux biaisés, est conservé. Mais en outre, des déviations par rapport aux contraintes

$$\frac{dL1}{dt} \cdot \sin(L1) = \frac{dL2}{dt} \cdot \sin(L2)$$

10 c'est-à-dire $L1 = L2$ ou $L1 = -L2$, sont acceptées dans US 6360996, les couples perturbateurs induits suivant l'axe Z étant alors compensés par une variation de la vitesse des toupies des gyrodynes. De ce fait, des couplages complexes apparaissent entre le contrôle selon les axes (X, Y) et le contrôle selon l'axe Z, en particulier en mode manœuvre.

15 Ces couplages sont difficilement gérables, et ils engendrent des risques de saturation des actionneurs suivant l'axe Z. La gestion de ces saturations est une caractéristique centrale du procédé, comme cela résulte de la description qui en est faite dans US-6,360,996, et ce d'autant plus que le procédé de contrôle décrit dans ce brevet n'utilise que des concepts de guidage en basculement très classiques, par détermination de trajectoires et réalisation de couples à appliquer
20 sur le satellite pour réaliser les trajectoires déterminées.

Pour pallier les inconvénients pré-cités de l'état de la technique (utilisation de deux gyrodynes pour créer des couples suivant un axe, ou suivant deux axes mais avec de fortes contraintes de réalisation), l'invention propose un système de contrôle d'attitude de satellite qui comprend une paire de gyrodynes et au moins
25 un troisième actionneur dans une configuration différente de celles connues de l'état de la technique, en particulier des brevets US-5,681,012 et US-6,360,996, afin de réaliser le contrôle d'attitude selon trois axes du satellite, ainsi que des basculements rapides, avec des lois de guidage et de contrôle très simples à mettre en œuvre, et des couplages entre axes maîtrisés.

A cet effet, le procédé selon l'invention, pour contrôler l'attitude d'un satellite équipé d'un système de contrôle d'attitude dans un trièdre de référence (X, Y, Z) de positionnement du satellite, et comprenant au moins trois actionneurs dits principaux, dont deux sont des gyrodynes ayant chacun une toupie entraînée en rotation autour d'un axe de rotation fixé sur un cardan orientable autour d'un axe cardan perpendiculaire à l'axe de rotation de la toupie correspondante, et fixe par rapport au satellite, se caractérise en ce que:

— on fixe les axes cardan des deux gyrodynes de sorte que ces axes cardans sont parallèles l'un à l'autre et à l'axe (Z), les vecteurs moments cinétiques (\vec{H}_1 , \vec{H}_2) des gyrodynes évoluant donc dans le plan (X, Y), et formant entre eux un angle (α) qui par définition correspond à un biais $\varepsilon = 180 - \alpha$ entre les vecteurs moments cinétiques (\vec{H}_1 , \vec{H}_2) lorsque α est différent de 0 et 180 degrés;

— en plus des deux gyrodynes, on utilise en complément au moins un troisième actionneur dit principal, délivrant des couples dans les deux sens dans au moins une direction située hors du plan (X, Y), de sorte que ce troisième actionneur principal est dit actionneur principal suivant l'axe (Z);

— on imprime un biais (ε) non nul entre les vecteurs moments cinétiques (\vec{H}_1 , \vec{H}_2) des gyrodynes, ledit biais (ε) étant choisi de préférence assez petit pour ne pas créer un moment cinétique interne trop important à bord du satellite, et assez grand pour assurer la contrôlabilité du système de contrôle d'attitude suivant les trois axes (X, Y, Z) sans avoir nécessairement à modifier la vitesse de rotation de la toupie de l'un au moins des gyrodynes ;

- on estime, à partir de mesures fournies par des senseurs utilisés à bord du satellite, les variables cinématiques et dynamiques, qui sont nécessaires pour le contrôle d'attitude du satellite, comme par exemple les angles d'attitude et vitesses angulaires du satellite suivant les trois axes,

— on calcule des variables de consigne, destinées à permettre de réaliser des objectifs assignés au système de contrôle d'attitude du satellite, comme par

A cet effet, le procédé selon l'invention, pour contrôler l'attitude d'un satellite équipé d'un système de contrôle d'attitude dans un trièdre de référence (X, Y, Z) de positionnement du satellite, et comprenant au moins trois actionneurs dits principaux, dont deux sont des gyrodynes ayant chacun une toupie entraînée en rotation autour d'un axe de rotation fixé sur un cardan orientable autour d'un axe cardan perpendiculaire à l'axe de rotation de la toupie correspondante, et fixe par rapport au satellite, se caractérise en ce que:

- on fixe les axes cardan des deux gyrodynes de sorte que ces axes cardans sont parallèles l'un à l'autre et à l'axe (Z), les vecteurs moments cinétiques (\overline{H}_1 , \overline{H}_2) des gyrodynes évoluant donc dans le plan (X, Y), et formant entre eux un angle (α) qui par définition correspond à un biais $\varepsilon = 180 - \alpha$ entre les vecteurs moments cinétiques (\overline{H}_1 , \overline{H}_2) lorsque α est différent de 0 et 180 degrés;

- en plus des deux gyrodynes, on utilise en complément au moins un troisième actionneur dit principal, délivrant des couples dans les deux sens dans au moins une direction située hors du plan (X, Y), de sorte que ce troisième actionneur principal est dit actionneur principal suivant l'axe (Z);

- on imprime un biais (ε) non nul entre les vecteurs moments cinétiques (\overline{H}_1 , \overline{H}_2) des gyrodynes, ledit biais (ε) étant choisi de préférence assez petit pour ne pas créer un moment cinétique interne trop important à bord du satellite, et assez grand pour assurer la contrôlabilité du système de contrôle d'attitude suivant les trois axes (X, Y, Z) sans avoir nécessairement à modifier la vitesse de rotation de la toupie de l'un au moins des gyrodynes ;

- on estime, à partir de mesures fournies par des senseurs utilisés à bord du satellite, les variables cinématiques et dynamiques, qui sont nécessaires pour le contrôle d'attitude du satellite, comme par exemple les angles d'attitude et vitesses angulaires du satellite suivant les trois axes,

- on calcule des variables de consigne, destinées à permettre de réaliser des objectifs assignés au système de contrôle d'attitude du satellite, comme par

exemple des basculements et pointages selon l'un au moins des trois axes du trièdre (X, Y, Z);

— à partir d'écarts entre lesdites variables estimées et lesdites variables de consigne, on calcule, puis on envoie aux actionneurs principaux des ordres de commandes destinés à contrôler l'évolution desdits écarts dans le temps, lesdits ordres de commande transmis aux gyrodynes comprenant au moins des ordres destinés à faire varier l'orientation de leurs axes cardan, comme par exemple des consignes de position angulaire des cardans devant être réalisées par un asservissement local en position, ou des consignes en courant électrique devant être injecté dans des moteurs d'orientation des axes cardan, etc.

Ce procédé utilisant une paire de gyrodynes dans cette configuration particulière où les moments cinétiques évoluent dans le plan (X, Y) avec un angle α non nul, autour d'une position non pas alignée tête bêche mais avec un biais $\varepsilon = 180 - \alpha$ non nul, ainsi qu'au moins un troisième actionneur permettant de créer des couples non nuls autour de l'axe Z normal au plan (X, Y), est avantageux par rapport à l'art antérieur en ce qu'il permet comme cela est décrit ci-après d'obtenir très simplement d'une part la contrôlabilité de l'attitude du satellite suivant les trois axes (X, Y, Z) sans qu'il soit nécessaire de modifier la vitesse de rotation des toupies des gyrodynes, et d'autre part la mise en oeuvre aisée de manoeuvres de basculement rapide de l'axe Z, en appliquant avantageusement les techniques de guidage en mode manoeuvre proposées dans le brevet FR 2 786 283 de la Demanderesse, tout cela avec une grande facilité de dimensionnement du système de contrôle, en particulier en ce qui concerne la gestion des couplages entre les axes (X, Y, Z) et le dimensionnement des actionneurs qui en résulte.

D'autres avantages et caractéristiques de l'invention ressortiront de la description donnée ci-dessous, à titre non limitatif, en référence aux dessins annexés sur lesquels :

- La figure 1, décrite ci-dessus, est une représentation schématique de la disposition de deux gyrodynes, représentés par les orientations des axes

cardan et des vecteurs moment cinétique des gyrodynes d'un système de contrôle d'attitude selon l'état de la technique;

- les figures 2a et 2b représentent, de manière analogue à la figure 1, les orientations des axes cardan et vecteurs moment cinétique des deux gyrodynes du système de contrôle d'attitude selon l'invention, respectivement dans une configuration de principe, dans laquelle un troisième actionneur principal est avantageusement une roue de réaction d'axe Z, et dans une configuration redondante dans laquelle le troisième actionneur principal comprend deux roues de réaction dont les axes de rotation Z_1 et Z_2 sont biaisés par rapport à l'axe Z,

- la figure 3 est une représentation schématique des trois actionneurs principaux, dont deux gyrodynes et une roue de réaction, d'un système de contrôle d'attitude de satellite selon l'invention,

- les figures 4a et 4b sont des représentations schématiques, dans le plan (X, Y) dans lequel évoluent les vecteurs moment cinétique des deux gyrodynes du système de contrôles d'attitude selon l'invention, de l'effet, sur le vecteur moment cinétique total \vec{H} , respectivement d'une variation d'un même petit angle des angles d'orientation des vecteurs moment cinétique des deux gyrodynes, et de variations selon des petits angles opposés des deux mêmes vecteurs moment cinétique,

Pour mettre en œuvre le procédé de contrôle d'attitude d'un satellite selon l'invention, une réalisation possible, mais non unique, du système de contrôle est la suivante. Le système de contrôle d'attitude du satellite comprend, selon l'invention:

- comme actionneurs principaux, deux gyrodynes dont les axes cardan sont parallèles entre eux et typiquement à l'axe Z, leurs moments cinétiques \vec{H}_1 et \vec{H}_2 pouvant être orientés indépendamment dans toutes les directions du plan (X, Y), comme représenté sur la figure 2a, ainsi qu'un troisième actionneur, avantageusement au moins une roue de réaction, utilisé en complément pour

délivrer des couples, dans les deux sens, hors du plan des moments cinétiques des gyrodynes (par exemple suivant les directions $+Z$ et $-Z$), cet autre actionneur étant dénommé actionneur principal suivant Z dans la suite de la description. La figure 3 représente schématiquement un tel exemple de trois actionneurs principaux.

Dans la réalisation représentée sur la figure 3, d'un type notamment utilisable sur un satellite, dont la plateforme est schématiquement représentée en 1, l'actionneur principal suivant Z est une roue de réaction 2, à vitesse de rotation variable et pilotée autour de l'axe Z , par exemple l'axe de lacet du satellite, tandis que les deux gyrodynes 3 et 4 ont chacun une toupie, respectivement 5 et 6, entraînée en rotation, à une vitesse contrôlée, le plus souvent constante mais pouvant être pilotée variable, autour d'un axe de rotation, contenu dans le plan défini par les axes X de roulis et Y de tangage du satellite, chaque toupie 5 et 6 étant montée rotative sur un cardan respectivement 7 et 8 orientable, par un moteur électrique respectivement 9 et 10, autour d'un axe cardan A_1 ou A_2 respectivement qui est parallèle à l'axe Z de lacet. Ainsi, on comprend que les moments cinétiques \vec{H}_1 , et \vec{H}_2 des gyrodynes 3 et 4 peuvent être orientés indépendamment, et éventuellement simultanément, dans toutes les directions du plan (X, Y) par la rotation des cardans 7 et/ou 8 autour de leur axe cardan A_1 ou A_2 respectif, tandis que la roue de réaction 2 délivre, complémentaiement, des couples selon les directions $+Z$ et $-Z$, en dehors du plan des moments cinétiques \vec{H}_1 , et \vec{H}_2 des gyrodynes 3 et 4.

- Comme actionneurs secondaires, le système comprend également un ensemble d'actionneurs comme, par exemple, des magnéto coupleurs, actionneurs de jets, ailerons réfléchissants orientables, ou tous autres actionneurs nécessairement utilisés à bord des satellites pour contrer les effets cumulatifs de couples perturbateurs externes toujours présents en orbite.

- Comme senseurs, le système comprend aussi un jeu de senseurs d'attitude externes ou inertiels permettant de reconstituer les angles d'attitude et les vitesses angulaires du satellite par rapport à une référence 3-axes

délivrer des couples, dans les deux sens, hors du plan des moments cinétiques des gyrodynes (par exemple suivant les directions $+Z$ et $-Z$), cet autre actionneur étant dénommé actionneur principal suivant Z dans la suite de la description. La figure 3 représente schématiquement un tel exemple de trois actionneurs principaux.

Dans la réalisation représentée sur la figure 3, d'un type notamment utilisable sur un satellite, dont la plateforme est schématiquement représentée en 1, l'actionneur principal suivant Z est une roue de réaction 2, à vitesse de rotation variable et pilotée autour de l'axe Z , par exemple l'axe de lacet du satellite, tandis que les deux gyrodynes 3 et 4 ont chacun une toupie, respectivement 5 et 6, entraînée en rotation, à une vitesse contrôlée, le plus souvent constante mais pouvant être pilotée variable, autour d'un axe de rotation, contenu dans le plan défini par les axes X de roulis et Y de tangage du satellite, chaque toupie 5 et 6 étant montée rotative sur un cardan respectivement 7 et 8 orientable, par un moteur électrique respectivement 9 et 10, autour d'un axe cardan A_1 ou A_2 respectivement qui est parallèle à l'axe Z de lacet. Ainsi, on comprend que les moments cinétiques \vec{H}_1 , et \vec{H}_2 des gyrodynes 3 et 4 peuvent être orientés indépendamment, et éventuellement simultanément, dans toutes les directions du plan (X, Y) par la rotation des cardans 7 et/ou 8 autour de leur axe cardan A_1 ou A_2 respectif, tandis que la roue de réaction 2 délivre, complémentirement, des couples selon les directions $+Z$ et $-Z$, en dehors du plan des moments cinétiques \vec{H}_1 , et \vec{H}_2 des gyrodynes 3 et 4.

- Comme actionneurs secondaires, le système comprend également un ensemble d'actionneurs comme, par exemple, des magnéto coupleurs, actionneurs de jets, ailerons réfléchissants orientables, ou tous autres actionneurs nécessairement utilisés à bord des satellites pour contrer les effets cumulatifs de couples perturbateurs externes toujours présents en orbite.

- Comme capteurs, le système comprend aussi un jeu de senseurs d'attitude externes ou inertiels permettant de reconstituer les angles d'attitude et les vitesses angulaires du satellite par rapport à une référence 3-axes

(géocentrique ou inertielle ou autre), et mesurer ainsi les écarts entre ces attitudes et vitesses reconstituées et l'attitude et vitesse désirées du satellite suivant les trois axes, ainsi que des senseurs nécessaires aux asservissements des actionneurs principaux et secondaires (mesures de la vitesse de la roue 2, 5 mesures des positions et vitesses de rotation des cardans 7 et 8 autour des axes cardan des gyrodynes 3 et 4, etc.)

– Comme moyens de calcul, le système comprend en outre tout type d'organes de calcul (microprocesseurs, calculateurs, DSP, ASIC, FPGA; microcontrôleurs, circuits électroniques, etc.), permettant de produire, sous forme 10 numérique ou analogique, ou mixte numérique et analogique, des signaux représentatifs d'au moins les grandeurs suivantes : variables de consigne comme les angles d'attitude (ou le quaternion) du satellite, la vitesse angulaire du satellite, l'orientation inertielle d'un axe fixe en repère satellite, consignes nécessaires à la réalisation de manœuvres d'orientation du satellite (trajectoire 15 de consigne en attitude, vitesse, accélération angulaire, profils temporels des couples ou moments cinétiques nécessaires à la réalisation de la manœuvre, etc), estimation de l'attitude et de la vitesse angulaire du satellite suivant les trois axes à partir des mesures des senseurs, ordres à envoyer aux actionneurs principaux et secondaires, etc.

20 Dans la phase d'initialisation du système, partant avantageusement d'une configuration où les moments cinétiques des deux gyrodynes sont égaux et opposés ($\alpha = 180$ degrés), les actionneurs secondaires, et éventuellement le troisième actionneur principal 2 suivant l'axe Z lorsqu'il est biaisé et peut produire une composante de moment cinétique dans le plan (X, Y), sont mis en œuvre, en 25 parallèle ou séquentiellement, pour créer un moment cinétique dans au moins une direction du plan (X, Y) permettant d'amener, par contre-réaction, de façon simultanée ou séquentielle, la paire de gyrodynes 3 et 4 dans une configuration où l'angle α a une valeur suffisamment éloignée de 180 degrés sans toutefois être nulle, le moment cinétique total de la paire de gyrodynes étant ainsi non nul 30 et opposé au moment cinétique créé par les actionneurs secondaires.

Le biais de moment cinétique ($\vec{H}_1 + \vec{H}_2 = \vec{H}$) de la paire de gyrodynes créé par α différent de 180 degrés peut être positionné avantageusement (mais non nécessairement) selon la normale au plan orbital du satellite, afin de limiter les transferts de moment cinétique entre les gyrodynes pendant la phase opérationnelle et pendant les basculements du satellite.

Pour la même raison, le biais de moment cinétique (\vec{H}) de la paire de gyrodynes créé par α différent de 180 degrés peut être avantageusement compensé par la projection dans le plan (X, Y) du moment cinétique cumulé pour cet effet par le troisième actionneur principal (figure 2b), de sorte que le moment cinétique total cumulé par les actionneurs est nul.

A titre d'illustration, une configuration redondante particulière à deux gyrodynes et un troisième actionneur principal constitué de deux roues de réaction mettant en oeuvre ce procédé est présentée sur la figure 2b, où Z1 et Z2 désignent les axes de rotation des deux roues de réaction, axes qui sont biaisés par rapport à Z, et \vec{H}'_1 , \vec{H}'_2 sont les vecteurs moments cinétiques, produits par les deux roues de réaction, par pilotage de leur vitesse de rotation, de sorte à compenser le moment cinétique total \vec{H} de la paire de gyrodynes.

D'où, si $\vec{H}_1 + \vec{H}_2 = \vec{H}$, alors $\vec{H}'_1 + \vec{H}'_2 = -\vec{H}$.

Une fois positionnée dans cette configuration où α est non nul et différent de 180 degrés, la paire de gyrodynes 3 et 4 peut être utilisée très simplement pour assurer la contrôlabilité du satellite selon les axes X et Y, sans avoir à faire varier la vitesse d'une des deux toupies 5 et 6.

En effet, comme représenté sur la figure 4a, si β_1 est l'angle entre \vec{H}_1 et l'axe X et β_2 l'angle entre \vec{H}_2 et l'axe X, en faisant varier β_1 et β_2 d'un même petit angle $\Delta\beta = \Delta\beta_1 = \Delta\beta_2$ pendant le temps ΔT , α restant donc constant, l'effet obtenu est de faire tourner le moment cinétique total $\vec{H} = \vec{H}_1 + \vec{H}_2$ des deux gyrodynes 3 et 4 autour de l'axe Z, en créant ainsi un couple $\Delta H / \Delta T$ normal à \vec{H} (aux petits angles).

D'autre part, en faisant varier α (de α à α') tout en gardant fixe l'orientation de la bissectrice de l'angle des moments cinétiques \vec{H}_1 et \vec{H}_2 (qui deviennent \vec{H}_1' et \vec{H}_2' pour α'), autrement dit en tournant les gyrodynes 3 et 4 de telle sorte que $\Delta\beta_1 = -\Delta\beta_2$, comme représenté sur la figure 4b, le moment cinétique total $\vec{H} = \vec{H}_1 + \vec{H}_2$, qui devient $\vec{H}' = \vec{H}_1' + \vec{H}_2'$, varie en norme (de ΔH), mais non pas en direction, créant ainsi un couple dans la direction de H ou de $-H$.

Au total, en faisant varier à la fois et indépendamment β_1 et β_2 d'une quantité adéquate $\Delta\beta_1$ et $\Delta\beta_2$, n'importe quel couple peut être créé très rapidement selon n'importe quelle direction dans le plan (X, Y), ce qui assure la contrôlabilité totale selon (X, Y), ainsi que son quasi-découplage avec le contrôle autour de l'axe Z aux petits angles et/ou faibles vitesses angulaires, assuré par l'actionneur principal selon Z.

De cette façon, le système de contrôle d'attitude du satellite utilise les actionneurs principaux (la paire de gyrodynes 3 et 4 et le troisième actionneur principal 2) comme moyen de contrôle nominal.

En mode pointage fin (aux petits angles), à partir d'écarts observés entre variables de consigne (attitude, vitesse angulaire, pointage d'un axe de référence, etc) et variables estimées, l'organe de calcul élabore des ordres à envoyer à ces actionneurs pour réaliser les couples nécessaires à la correction de ces écarts. Les ordres envoyés peuvent être de diverses natures, numérique ou analogique, et porter sur diverses variables physiques, comme par exemple le courant à injecter dans les moteurs tels que 9 et 10 des axes cardan et de la ou des roues telles que 2 et des toupies 5 et 6, la position absolue ou relative des cardans tels que 7 et 8 en rotation autour des axes cardans, la vitesse de rotation des cardan, la vitesse de rotation de la ou des roues 2 et toupies 5 et 6, etc. Leur effet aux petits angles est toujours de créer de petits couples autour des axes X, Y, Z permettant de stabiliser le satellite autour des variables de consigne.

Avantageusement, la variation des angles β_1 et β_2 est calculée et appliquée afin de réaliser seule et en totalité les asservissements désirés suivant les axes X

et Y, et ce à partir des éléments de principe présentés précédemment, qu'un homme de l'art peut aisément utiliser pour définir les algorithmes précis à mettre en oeuvre. L'actionneur principal suivant Z (par exemple la roue de réaction 2 de la figure 3) est utilisé pour réaliser seul et en totalité l'asservissement suivant l'axe Z, et ce d'une façon notoirement indépendante aux petits angles.

Le procédé de l'invention permet la mise en place d'une stratégie de désaturation du système. En effet, sous l'effet des couples perturbateurs externes agissant continûment et de façon cumulative, le moment cinétique total du système d'actionneurs principaux (gyrodynes 3 et 4 et roue 2) ne va pas cesser d'augmenter : le moment cinétique du troisième actionneur suivant l'axe Z (dans le cas d'au moins une roue de réaction 2) va avoir tendance à augmenter jusqu'à saturation, et la paire d'actionneurs gyroscopiques 3 et 4 aura tendance à s'aligner en position $\alpha = 0$, éventuellement en passant par la configuration non désirable $\alpha = 180$ degrés. Dans ce cas, le système devient incontrôlable. Il faut donc limiter les excursions de la vitesse de la roue 2 et la plage de variations de l'angle α dans des limites acceptables (plage angulaire spécifiée ne comprenant ni 0 ni 180 degrés pour α) qui dépendent du dimensionnement précis du système. Pour réaliser effectivement cette désaturation, des actionneurs secondaires sont utilisés, soit en boucle ouverte, en estimant par exemple les couples perturbateurs orbitaux et en les compensant, soit en boucle fermée, soit en mixant ces deux solutions. A titre d'exemple, le système de contrôle envoie des ordres à ces actionneurs secondaires, qui ont pour effet de créer une variation de moment cinétique dans le même sens que son augmentation observée, tout en maintenant bien sûr les consignes d'attitude à leur valeur nominale. En réaction à ces effets, le système d'actionneurs principaux 2, 3 et 4 ne peut qu'alléger son propre moment cinétique accumulé, ce qui éloigne les actionneurs (gyrodynes 3 et 4 et troisième actionneur 2) de leur zone de saturation.

A partir d'une configuration initiale des gyrodynes 3 et 4, dans laquelle α peut être proche de 180 degrés, les manœuvres aux grands angles sont

réalisées avantageusement en mettant en œuvre un procédé analogue à celui décrit dans FR 2786 283, auquel on se référera pour toutes précisions à ce sujet, et qui est incorporé dans le présent mémoire descriptif par voie de référence.

5 Afin de réaliser des manœuvres de basculement rapide, le procédé comprend avantageusement les étapes suivantes selon lesquelles :

- on détermine, à partir de conditions initiales et finales du satellite en termes d'angles d'attitude, vitesse angulaire et temps, une configuration de consigne de la paire de gyrodynes, éloignée des configurations singulières, c'est-à-dire des configurations pour lesquelles l'angle (α) est nul ou égal à 180 degrés, et possiblement un profil temporel de moment cinétique suivant l'axe Z devant être réalisé par le troisième actionneur principal suivant l'axe Z, de telle sorte que l'échange de moment cinétique, pendant une durée impartie, entre le satellite, les deux gyrodynes amenés dans ladite configuration de consigne, et le troisième actionneur suivant l'axe Z provoque la manœuvre d'attitude désirée, et

15 - on amène de façon simultanée, et possiblement indépendante, l'orientation du cardan de chacun des gyrodynes dans son orientation dans la configuration de consigne, grâce à une consigne de position angulaire envoyée en boucle ouverte dans un asservissement local en position angulaire des cardans, et

20 - on réalise de façon simultanée et possiblement indépendante le profil de moment cinétique suivant l'axe Z en utilisant le troisième actionneur principal suivant l'axe Z, avantageusement au moins une roue de réaction dont on fera varier la vitesse de rotation en conséquence.

25 Dans ce procédé, la ré-orientation des gyrodynes dans leur configuration de consigne se fera avantageusement de façon très rapide, et pourra de ce fait passer transitoirement par des positions singulières ($\alpha=0$ ou 180 degrés) sans que cela soit préjudiciable à la bonne tenue du contrôle d'attitude.

La configuration de consigne des gyrodynes étant choisie non singulière, le système reste contrôlable dans cette configuration, de sorte

qu'avantageusement, à partir d'écarts observés dans la réalisation du profil de manoeuvre par rapport à un profil de consigne prédéfini, on ajoute des commandes en boucle fermée aux consignes en boucle ouverte envoyées aux actionneurs principaux afin de réduire lesdits écarts.

5 L'éloignement de la configuration de consigne aux singularités sera choisi en fonction des réserves de contrôlabilité que le concepteur souhaitera avoir pour réaliser le contrôle boucle fermée durant la manoeuvre. Pour une manoeuvre de basculement donné, il sera toujours possible d'augmenter cet éloignement en limitant par exemple la vitesse maximum de basculement.

10 Dans ce mode manoeuvre, le ralliement de la paire de gyrodyne à sa configuration de consigne se fait avantageusement de la façon la plus rapide possible (les seules limitations étant la capacité des moteurs des axes cardan des gyrodynes et la rigidité desdits gyrodynes), afin d'optimiser la durée de la manoeuvre ainsi que sa réalisation.

15 Dans ce procédé, la ré-orientation rapide de la paire de gyrodynes dans sa configuration de consigne assure l'essentiel du basculement du satellite. L'actionneur suivant Z est utilisé simplement pour gérer au cours de la manoeuvre le transfert du moment cinétique initial (à $t = t_0$) $\vec{H}^0 = \vec{H}_1^0 + \vec{H}_2^0$ de la paire de gyrodynes (dû au biais entre lesdits gyrodynes) depuis le plan (X, Y)
 20 vers l'axe Z, en totalité ou en partie selon la manoeuvre, de sorte que ce moment cinétique \vec{H}^0 reste inertiel. La manoeuvre étant connue, il est aisé de réduire le profil temporel du transfert de moment cinétique à réaliser avec l'actionneur principal suivant l'axe Z, de sorte que les couplages entre les axes X, Y et Z sont très faciles à gérer selon notre procédé.

25 Le procédé et le système de contrôle d'attitude 3 axes, selon l'invention permettent ainsi, en minimisant le nombre d'actionneurs principaux de type gyrodyne et donc en permettant des gains importants en masse, puissance, volume, et coûts, de contrôler des satellites pour lesquels une agilité est requise essentiellement suivant deux axes.

REVENDEICATIONS

1. Procédé de contrôle de l'attitude d'un satellite équipé d'un système de
 5 contrôle d'attitude dans un trièdre (X, Y, Z) de référence de positionnement du
 satellite, et comprenant au moins trois actionneurs dits principaux, dont deux
 sont des gyrodynes ayant chacun une toupie entraînée en rotation autour d'un
 axe de rotation fixé sur un cardan orientable autour d'un axe cardan
 10 perpendiculaire à l'axe de rotation de la toupie correspondante et fixe par rapport
 au satellite, caractérisé en ce que:

- on fixe les axes cardan des deux gyrodynes de sorte que ces axes
 cardans sont parallèles l'un à l'autre et à l'axe (Z), les vecteurs moments
 cinétiques (\vec{H}_1 , \vec{H}_2) des gyrodynes évoluant dans le plan (X, Y), et formant
 15 entre eux un angle (α) qui par définition correspond à un biais $\varepsilon = 180 - \alpha$ entre
 les vecteurs moments cinétiques (\vec{H}_1 , \vec{H}_2) lorsque α est différent de 0 et 180
 degrés;

- en plus des deux gyrodynes, on utilise en complément au moins un
 troisième actionneur principal, délivrant des couples dans les deux sens dans au
 moins une direction située hors du plan (X, Y), de sorte que ce troisième
 20 actionneur principal est dit actionneur principal suivant l'axe (Z);

- on imprime un biais (ε) non nul entre les vecteurs moments cinétiques
 (\vec{H}_1 , \vec{H}_2) des gyrodynes, ledit biais (ε) étant choisi de préférence assez petit
 pour ne pas créer un moment cinétique interne trop important à bord du satellite,
 et assez grand pour assurer la contrôlabilité du système de contrôle d'attitude
 25 suivant les trois axes (X, Y, Z) sans avoir nécessairement à modifier la vitesse de
 rotation de la toupie de l'un au moins des gyrodynes ;

- on estime, à partir de mesures fournies par des senseurs utilisés à bord
 du satellite, les variables cinématiques et dynamiques, qui sont nécessaires pour

le contrôle d'attitude du satellite, comme par exemple les angles d'attitude et vitesses angulaires du satellite suivant les trois axes,

5 - on calcule des variables de consigne, destinées à permettre de réaliser des objectifs assignés au système de contrôle d'attitude du satellite, comme par exemple des basculements et pointages selon l'un au moins des trois axes du trièdre (X, Y, Z);

10 - à partir d'écarts entre lesdites variables estimées et lesdites variables de consigne, on calcule, puis on envoie aux actionneurs principaux des ordres de commandes, destinés à contrôler l'évolution desdits écarts dans le temps, lesdits ordres de commande transmis aux gyrodynes comprenant au moins des ordres destinés à faire varier l'orientation de leurs axes cardan, comme par exemple des consignes de position angulaire des cardans devant être réalisées par un asservissement local en position, ou des consignes en courant électrique devant être injecté dans des moteurs d'orientation des axes cardan.

15 2. Procédé de contrôle selon la revendication 1, caractérisé en ce que, lors d'une phase d'initialisation du système de contrôle d'attitude, l'angle (α) entre les vecteurs moments cinétiques (\vec{H}_1 , \vec{H}_2) des deux gyrodynes est amené à une valeur sensiblement différente de 180 degrés, en utilisant au moins un actionneur secondaire, embarqué sur le satellite en vue de modifier sensiblement et de
20 façon cumulative le moment cinétique dudit satellite dans au moins une direction du plan (X, Y), et/ou éventuellement l'actionneur principal suivant l'axe Z dans le cas où celui-ci permet d'engendrer une composante de moment cinétique dans le plan (X, Y).

25 3. Procédé de contrôle selon la revendication 2, caractérisé en ce qu'on utilise, comme actionneur secondaire, l'un au moins des organes suivants : magnéto-coupleurs, actionneurs à jet, actionneurs en couple de tout autre type, de préférence sélectionnés parmi ceux desdits organes précités, nécessairement utilisés à bord du satellite pour réaliser d'autres opérations que le mode normal d'opération du satellite.

4. Procédé de contrôle d'attitude selon l'une des revendications 2 et 3, caractérisé en ce qu'au moins un actionneur est utilisé pour engendrer des couples suivant un, deux ou trois axes du trièdre de référence, dont l'effet conjoint avec le système de contrôle d'attitude du satellite est, simultanément ou séquentiellement, de modifier l'angle (α) entre les vecteurs moment cinétiques (\vec{H}_1 et \vec{H}_2) des gyrodynes afin que ledit angle (α) reste dans une plage spécifiée, et/ou que, simultanément ou séquentiellement, ledit actionneur principal selon l'axe (Z) puisse également être désaturé, notamment lorsque ledit actionneur principal selon l'axe (Z) comprend au moins une roue de réaction dont le moment cinétique doit rester en module inférieur à une limite donnée.
5. Procédé de contrôle selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'on oriente le moment cinétique total des deux gyrodynes, résultant du biais entre les vecteurs moment cinétique (\vec{H}_1 , \vec{H}_2) desdits gyrodynes, dans une direction normale au plan orbital du satellite.
6. Procédé de contrôle selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce qu'on compense le moment cinétique total de la paire de gyrodyne, résultant du biais entre les vecteurs moment cinétiques (\vec{H}_1 , \vec{H}_2) des deux gyrodynes, par la projection dans le plan (X, Y) du moment spécifique cumulé pour cet effet par ledit actionneur principal suivant le troisième axe (Z).
7. Procédé de contrôle selon l'une quelconques des revendication 1 à 6, caractérisé en ce que :
- on détermine, à partir de conditions initiales et finales du satellite en termes d'angles d'attitude, vitesse angulaire et temps, une configuration de consigne de la paire de gyrodynes, éloignée des configurations singulières pour lesquelles l'angle (α) est nul ou égal à 180 degrés, et possiblement un profil temporel de moment cinétique suivant l'axe Z devant être réalisé par le troisième actionneur principal suivant l'axe Z, de telle sorte que l'échange de moment cinétique, pendant une durée impartie, entre le satellite, les deux gyrodynes

amenés dans ladite configuration de consigne, et le troisième actionneur suivant l'axe Z, provoque la manœuvre d'attitude désirée, et

5 - on amène de façon simultanée, et possiblement indépendante, l'orientation du cardan de chacun des gyrodynes dans son orientation de consigne, grâce à une consigne de position angulaire envoyée en boucle ouverte dans un asservissement local en position angulaire des cardans, et

10 - on réalise de façon simultanée et possiblement indépendante le profil de moment cinétique suivant l'axe Z en utilisant le troisième actionneur principal suivant l'axe Z, avantageusement au moins une roue de réaction dont on fera varier la vitesse de rotation en conséquence.

8. Procédé de contrôle selon la revendication 7 caractérisé en ce que, à partir d'écarts observés dans la réalisation d'un profil de manœuvre par rapport à un profil de consigne prédéfini, on ajoute des commandes en boucle fermée aux consignes en boucle ouverte envoyées aux actionneurs principaux afin de réduire
15 lesdits écarts.

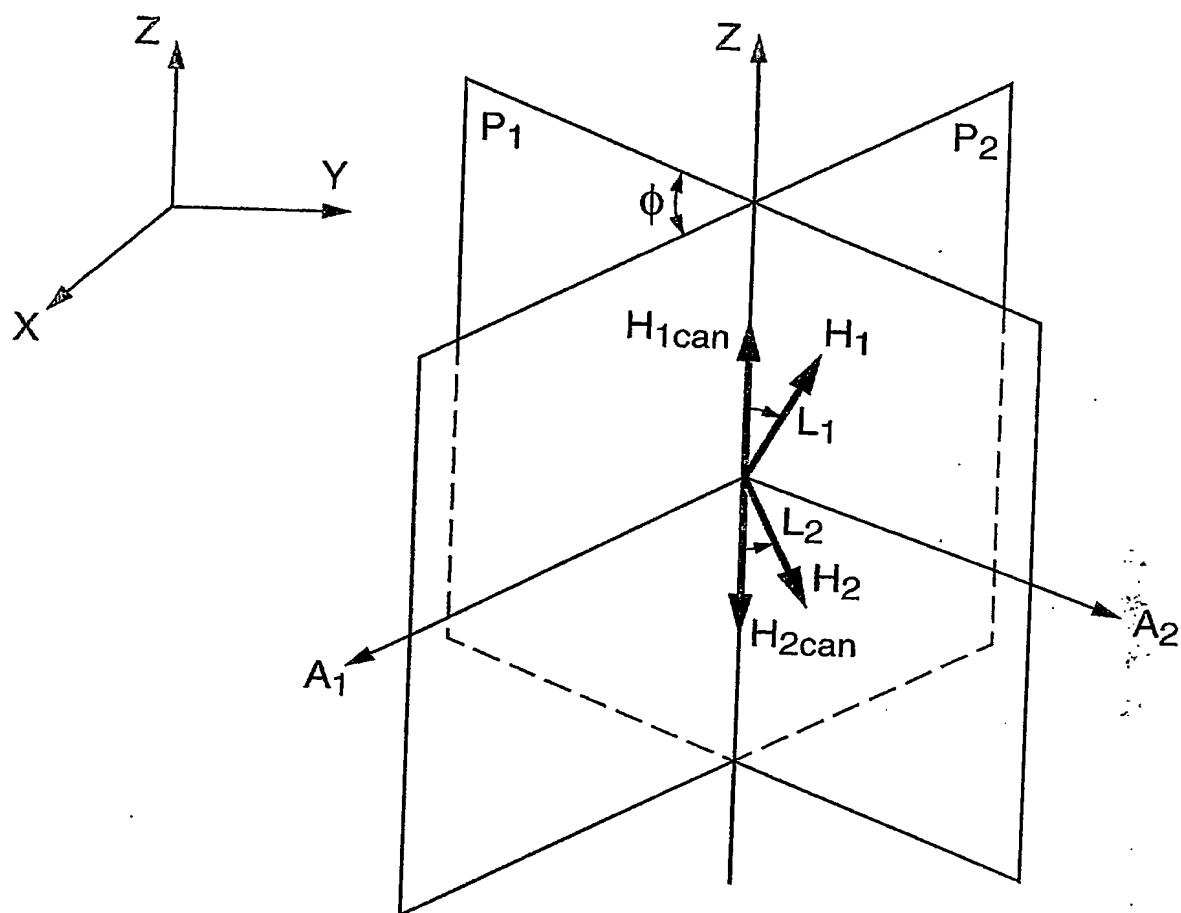


FIG. 1

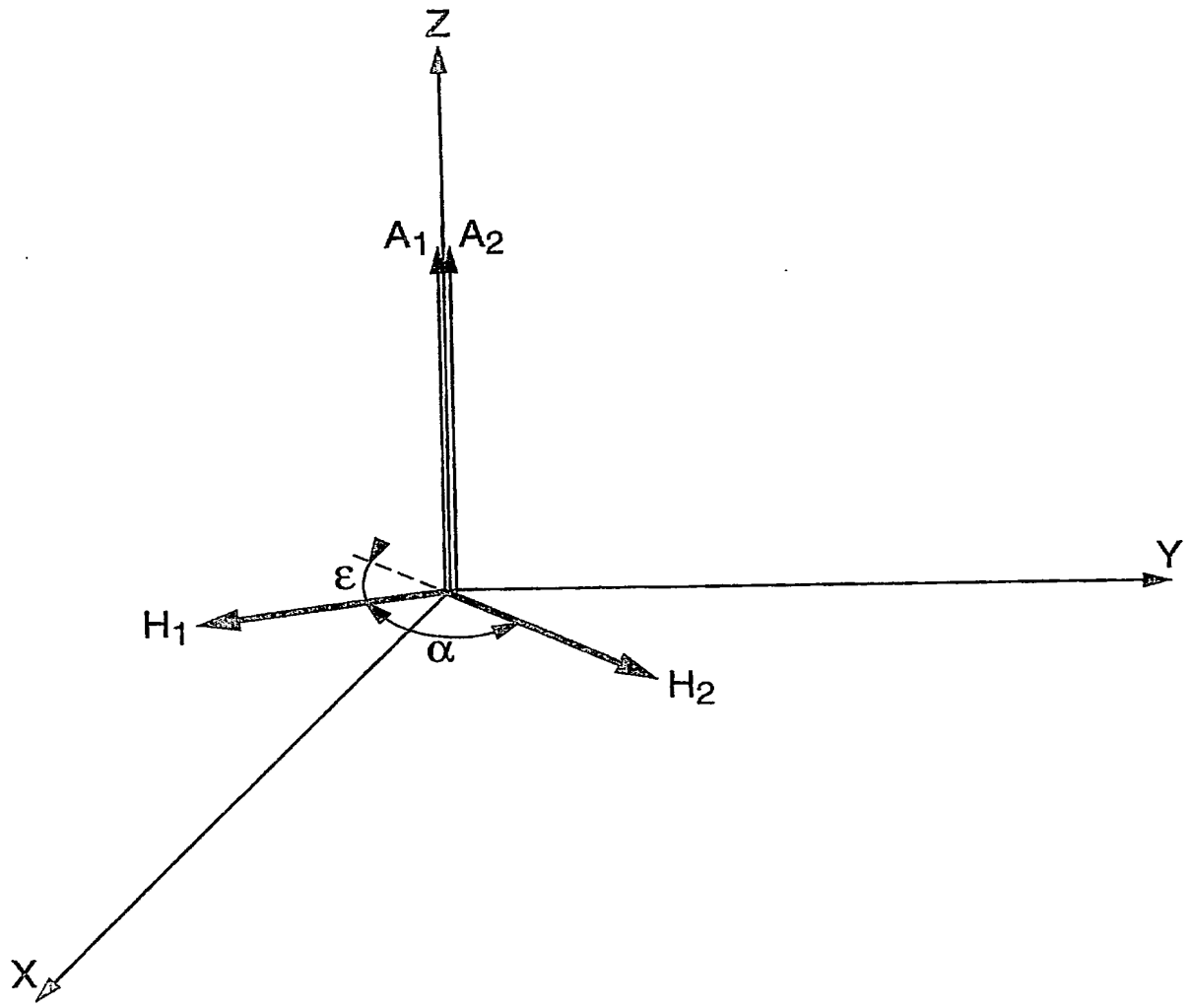


FIG. 2a

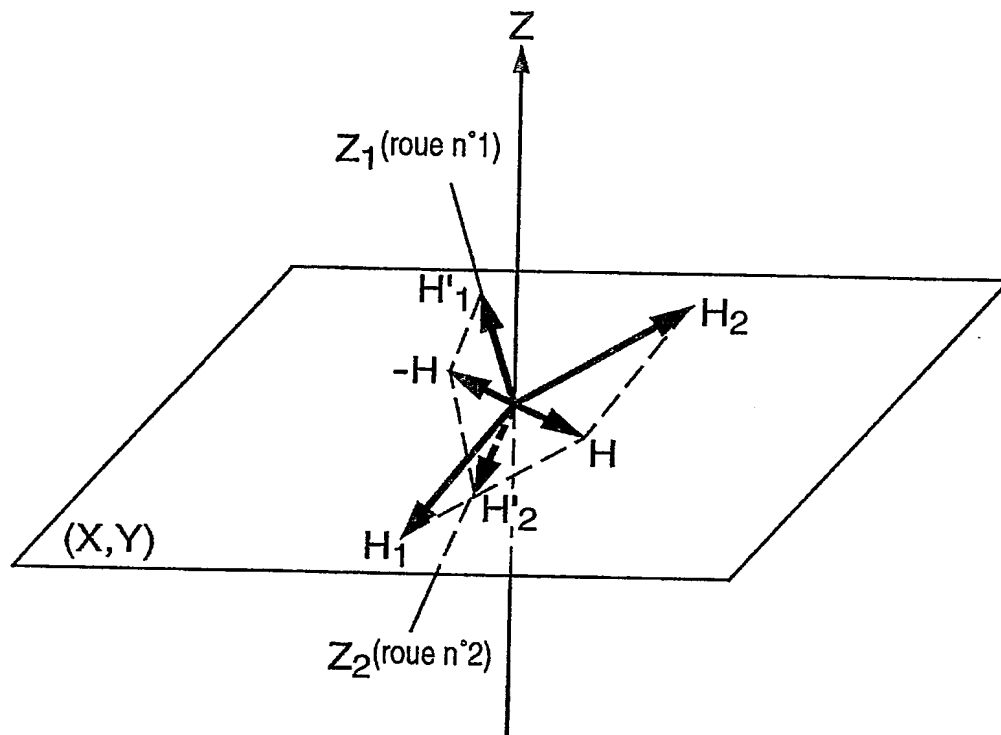


FIG. 2b

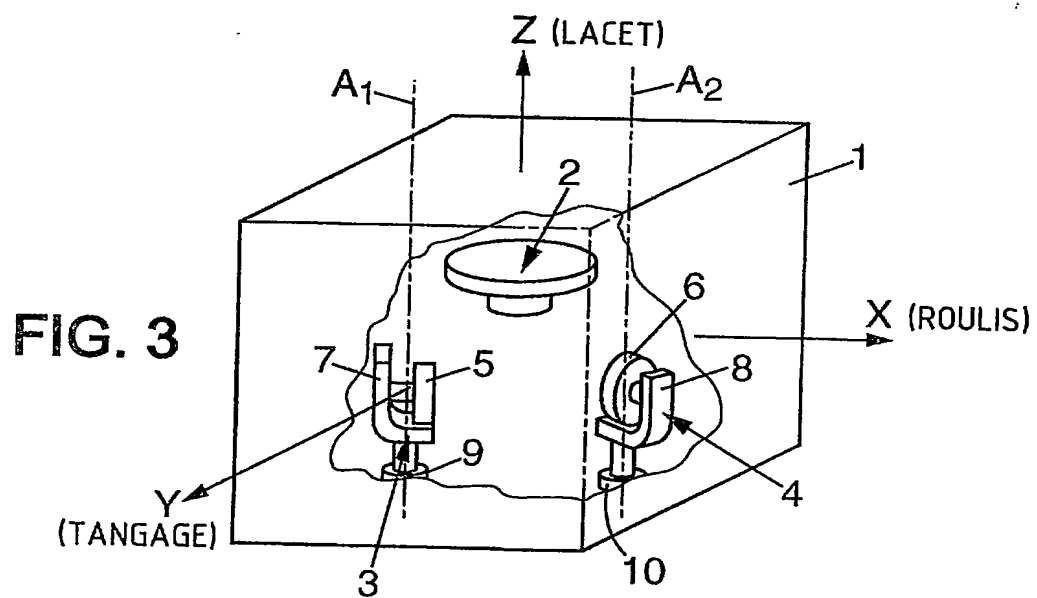


FIG. 3

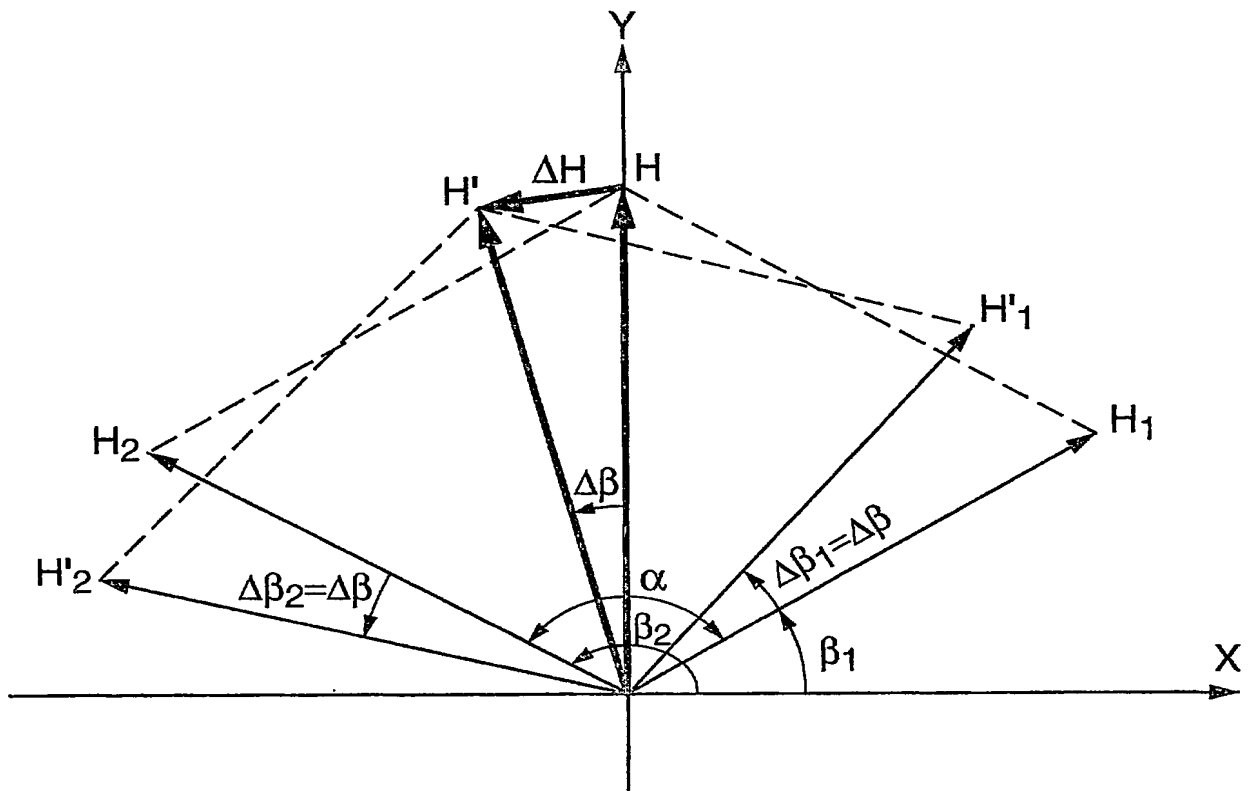


FIG. 4a

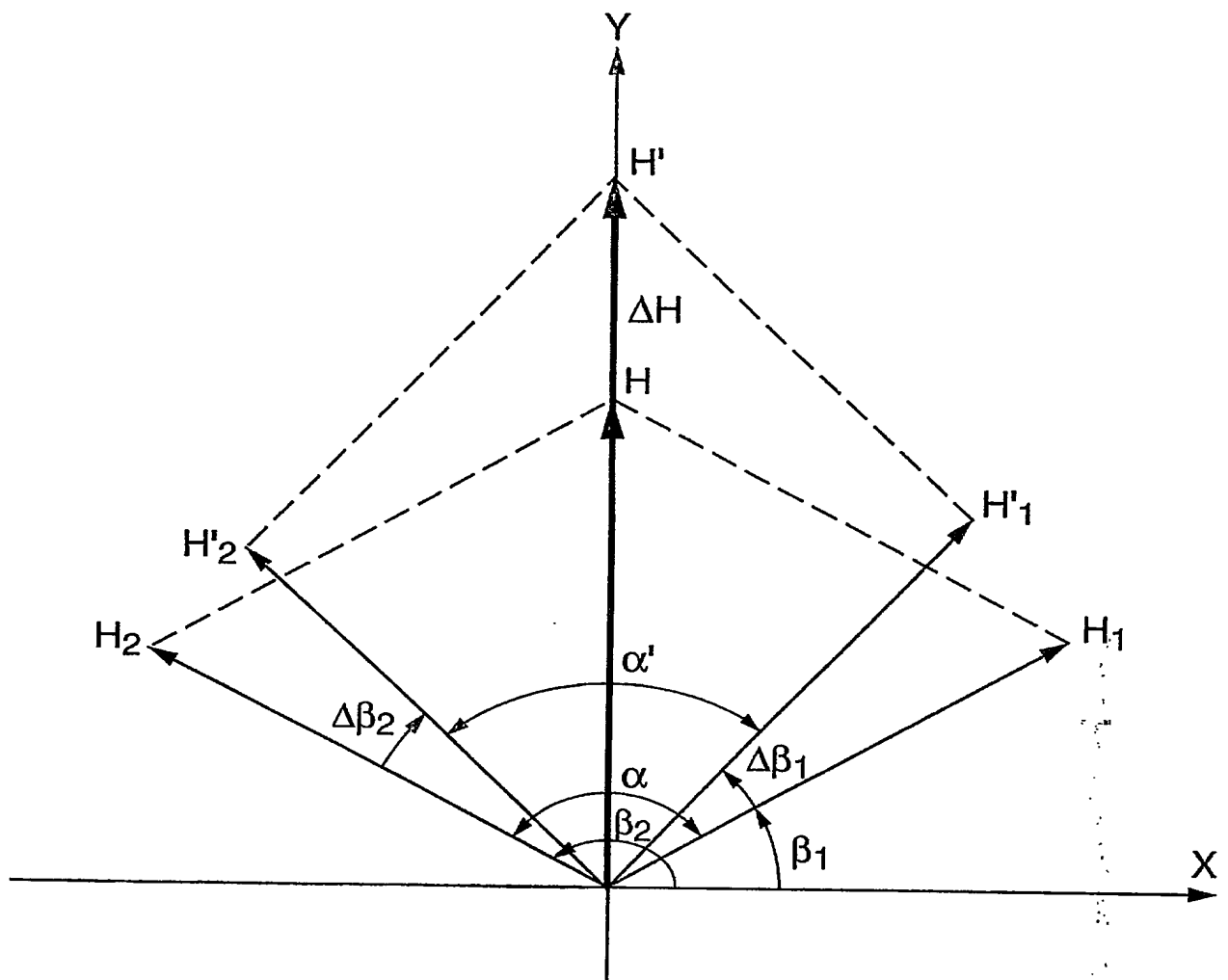


FIG. 4b

DÉPARTEMENT DES BREVETS

26 bis, rue de Saint Pétersbourg
75800 Paris Cedex 08

Téléphone : 33 (1) 53 04 53 04 Télécopie : 33 (1) 42 94 86 54

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° *A. / A.*

(À fournir dans le cas où les demandeurs et les inventeurs ne sont pas les mêmes personnes)



Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 113 W / 270601

Vos références pour ce dossier (facultatif)			
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL		BFF030375	<i>031234</i>
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)			
<p>CONTROLE D'ATTITUDE DE SATELLITES EN PARTICULIER AGILES A NOMBRE REDUIT DE GYRODYNES.</p>			
LE(S) DEMANDEUR(S) :			
EADS ASTRIUM SAS			
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) :			
1 Nom			
Prénoms		DEFENDINI Ange	
Adresse	Rue	Les Toulzas	
	Code postal et ville	31380 MONTJOIRE FRANCE	
Société d'appartenance (facultatif)			
2 Nom			
Prénoms		GHEZAL Mehdi	
Adresse	Rue	115 avenue Raymond NAVES	
	Code postal et ville	31500 TOULOUSE FRANCE	
Société d'appartenance (facultatif)			
3 Nom			
Prénoms			
Adresse	Rue		
	Code postal et ville		
Société d'appartenance (facultatif)			
S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez plusieurs formulaires. Indiquez en haut à droite le N° de la page suivi du nombre de pages.			
DATE ET SIGNATURE(S)		Le 3 novembre 2003	
DU (DES) DEMANDEUR(S)			
OU DU MANDATAIRE		CABINET PLASSERAUD	
(Nom et qualité du signataire)		Francis BEROGIN	
		<i>[Signature]</i>	
		92-4005	

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ BLACK BORDERS
- ☒ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☒ FADED TEXT OR DRAWING
- ☒ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☒ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.